

铝合金高温低周疲劳裂纹扩展可靠性评估

李旭东, 张连峰, 朱武峰, 丁文勇

(海军航空工程学院 青岛校区, 山东 青岛 266041)

摘要: 通过对不同温度下 6151-T6 合金的研究, 获得了一种基于可靠性理论的裂纹扩展速率表达式, 为预测 6151-T6 铝合金构件的安全寿命提供依据。该表达式表明, 在高温条件下, 6151-T6 铝合金疲劳裂纹扩展存在门槛值, 而且该门槛值会随着环境温度的升高而降低。

关键词: 铝合金; 高温; 可靠性; 疲劳裂纹扩展

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2013.05.030

中图分类号: TB114.3 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2013)05-0134-05

Reliability Evaluation of Aluminum Alloy under High Temperature Based on Low Cycle Fatigue Crack Growth

LI Xu-dong, ZHANG Lian-feng, ZHU Wu-feng, DING Wen-yong

(Qingdao Campus of Naval Aeronautical Academy, Qingdao 266041, China)

Abstract: Fatigue crack growth rate of AA 6151-T6 in high temperature was tested. The fatigue crack growth rate formula was obtained based on reliability theory. The result showed that fatigue crack growth of AA 6151-T6 exists threshold value in high temperature, which decreases with temperature increasing. The purpose was to provide reference for safe life prediction of AA 6151-T6 component. The present thesis made a research on the fatigue crack growth rate of AA 6151-T6 subjected to various elevated, and proposed a reliability based formula to evaluate FCG, which provided the basis of 6151-T6 aluminum alloy component safe life prediction. The method demonstrates the existence of fatigue crack growth threshold value of 6151-T6 aluminum alloy subjected to elevated temperature, which decreases with temperature increasing.

Key words: aluminum alloy; high temperature; reliability; fatigue crack growth

作为高强度轻质合金的代表, 6XXX 系列铝合金在飞机结构中被大量使用。机体某些部位的铝合金部件, 在其服役过程不但要承受机械疲劳载荷, 而且还要承受环境带来的热疲劳载荷。事实证明, 在复杂环境作用下, 铝合金构件的寿命会有显著地缩短, 因此对热载荷条件下的铝合金构件的疲劳寿命进行

评估很有意义。

由于在进行构件安全寿命估算时, 通常使用疲劳裂纹扩展速率表达式^[1-3], 因此建立材料在复杂服役条件下的精确的裂纹扩展速率表达式十分重要。一个完善的疲劳裂纹扩展速率的表达式, 应能定量地表明疲劳裂纹扩展速率与各主要参数(如应力强

收稿日期: 2013-04-26

作者简介: 李旭东(1984—), 男, 辽宁丹东人, 硕士, 讲师, 主要从事材料腐蚀疲劳评估以及材料防护体系研究。

度因子幅度 ΔK , 应力比 R , 环境温度 T , 金属力学性能等) 的关系^[4-6], 并能与实验结果相印证。疲劳实验的观测结果往往存在非常强的分散性, 因此裂纹扩展速率评估也必须建立在可靠性分析基础之上才具有工程应用价值^[7-9]。

文献[1]给出的疲劳裂纹扩展速率的表达式合理地考虑了加载过程中裂纹尖端的钝化效应, 并考虑了疲劳裂纹扩展门槛值的存在, 指出控制疲劳裂纹扩展的主要参量是最大应力强度因子 $K_{\max}$ 与门槛应力强度因子 K_{th} 之差。文中在试验的基础上利用文献[1]给出的疲劳裂纹扩展速率的表达式, 给出了一种获得带有可靠性的疲劳裂纹扩展速率表达式的方法。

1 试验

1.1 材料

试件采用 Al-Mg-Si-Cu 系厚度为 3 mm 的 6151-T6 锻造铝合金板材制成, 沿着轧制方向截取哑铃状试件, 如图 1 所示。其主要的化学成分为(质量分数): Si 0.5%~1.2%; Fe 0.5%; Cu 0.2%~0.6%; Mn 0.15%~0.35%; Mg 0.45%~0.9%; Zn 0.2%; Ti 0.15%; Al 余量。弹性模量为 54.485 GPa, 屈服强度为 255 MPa, 抗拉强度为 290 MPa, 伸长率为 8.9%^[10]。试件在试验前进行如下预处理。

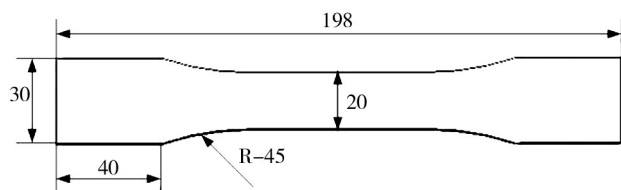


图1 试件尺寸

Fig. 1 Specimen dimension

1) 除包铝层。按 HB 5455—1990 标准, 去除厚度为理论包铝层厚度的 2 倍。

2) 表面清洁。用 3% 金属清洗剂除油, 用 100#, 360# 水砂纸进行打磨。

1.2 高温疲劳加载

疲劳裂纹扩展速率试验在带有电液伺服疲劳加

载设备的 SS-550 型 SEM (Shimadzu, Japan) 扫描电镜上进行, 加载频率为 10 Hz。根据试验材料的力学性能以及服役时承受的温度载荷, 试验中对于试件分别施加 150, 200 MPa 等 2 种最大循环应力, 应力比 R 均设定为 0.1, 正弦波形加载。每种应力条件下施加 100, 200, 300, 400 °C 等 4 个温度载荷, 一共 8 种机械-温度组合。在疲劳加载过程中可以直接用 SEM 扫描电镜监测试件表面裂纹的变化情况, 得到不同应力循环次数下的裂纹长度, 进而容易获得裂纹扩展速率 da/dN ^[10-11]。

2 试验结果以及分析

2.1 疲劳裂纹扩展速率及其表达式

文献[1]指出控制裂纹扩展的主要因素为有效应力强度因子, 即最大强度因子与应力强度因子门槛值的差值 $\Delta K_{eff} = \Delta K_{\max} - \Delta K_{th}$ 。由此裂纹扩展速率的模型表达式为:

$$da/dN = B(\Delta K_{\max} - \Delta K_{th})^2 \quad (1)$$

文献[1]根据钢结构材料提出该模型, 研究表明, 该模型对于铝合金材料也同样适用。相对于 Paris 模型, 它考虑了裂纹扩展的闭合效应以及裂纹扩展门槛值的存在, 能更好地与实验结果相印证。

对式(1)两边取对数得到:

$$\ln(da/dN) = \ln B + 2 \ln(\Delta K_{\max} - \Delta K_{th}) \quad (2)$$

在 $\ln(da/dN) \sim \ln(\Delta K_{\max} - \Delta K_{th})$ 双对数坐标系下, 式(2)代表了一条斜率为 2 的直线。编制计算机程序进行线性回归, 在斜率为 2 ± 0.002 的条件下, 可以求出 B 和 ΔK_{th} 的值。计算流程如图 2 所示。

不同温度条件下 B 和的 ΔK_{th} 计算值如图 3 所示。将不同温度条件下的回归计算结果取平均值, 得到 50% 可靠性裂纹扩展速率的表达式为:

$$da/dN = 16.31 \times 10^{-10} (\Delta K - 28.02)^2, (T=100 \text{ } ^\circ\text{C}) \quad (3)$$

$$da/dN = 17.75 \times 10^{-10} (\Delta K - 23.03)^2, (T=200 \text{ } ^\circ\text{C}) \quad (4)$$

$$da/dN = 22.11 \times 10^{-10} (\Delta K - 19.51)^2, (T=300 \text{ } ^\circ\text{C}) \quad (5)$$

$$da/dN = 31.96 \times 10^{-10} (\Delta K - 12.75)^2, (T=400 \text{ } ^\circ\text{C}) \quad (6)$$

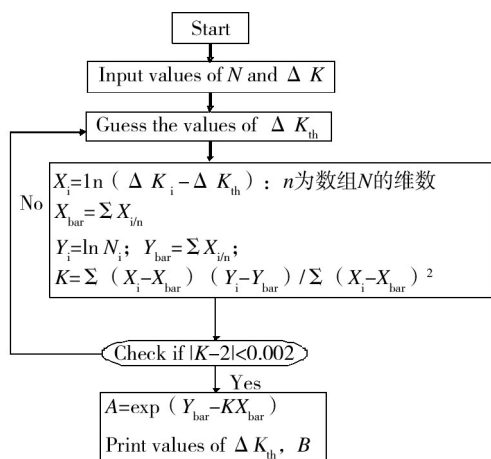
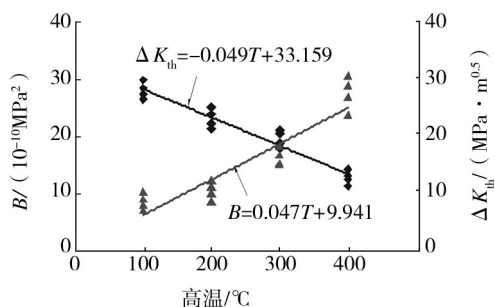


图2 计算流程

Fig. 2 Flow chart of computation

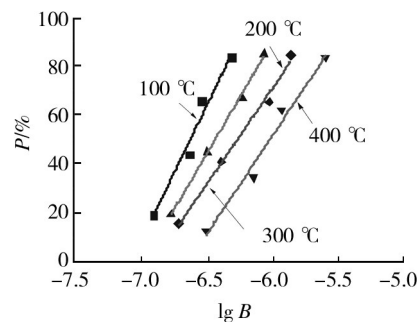
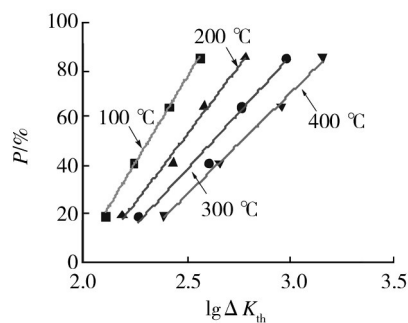
图3 B 和 ΔK_{th} 随温度的变化Fig. 3 Variation of B and ΔK_{th} versus temperature

从图3中可以看出,随着温度的提高, ΔK_{th} 会逐步降低,而 B 会逐渐升高。这就意味腐蚀损伤会降低材料起裂的门槛值,提高裂纹扩展的速度,从而缩短试件的疲劳寿命。

2.2 可靠性分析

高温疲劳是一种多因素引起的材料退化,从图3中 B 和 ΔK_{th} 的分布可以看出试验数据具有很强的分散性。若仅仅将 B 和 ΔK_{th} 做算术平均,根据式(3)—(6)评估试件的抗疲劳性能,有可能导致危险的评估结果,因此必须进行可靠性评估。将 B 和 ΔK_{th} 在4个不同温度条件下数值重新按照增长顺序排列,取其平均值作为失效概率的估计值,画在正态坐标纸上,如图4和5所示,用夏皮罗-威尔克法做检验^[11]。结果表明: B 和 ΔK_{th} 服从对数正态分布。

在 B 和 ΔK_{th} 的平均值加上 $\mu_p S$, 取不同的 μ_p (μ_p 与可靠度的关系可以通过查对数正态分布表得到), 就

图4 B 的概率分布Fig. 4 Probability distribution of parameter B 图5 ΔK_{th} 的概率分布Fig. 5 Probability distribution of parameter ΔK_{th}

可以得到一系列不同可靠性的 B 和 ΔK_{th} 。将具有一定可靠性的 B 和 ΔK_{th} 代入(1), 就可以得到具有一定可靠性的裂纹扩展速率曲线。如式(7)—(14)所示

$$T=100\text{ }^{\circ}\text{C}; \text{可靠性 } 99\%, \mu_p=-2.236, \\ da/dN=18.51 \times 10^{-10} (\Delta K-25.90)^2 \quad (7)$$

$$\text{可靠性 } 1\%, \mu_p=2.236, \\ da/dN=14.42 \times 10^{-10} (\Delta K-31.75)^2 \quad (8)$$

$$T=200\text{ }^{\circ}\text{C}; \text{可靠性 } 99\%, \mu_p=-2.236, \\ da/dN=19.07 \times 10^{-10} (\Delta K-20.37)^2 \quad (9)$$

$$\text{可靠性 } 1\%, \mu_p=2.236, \\ da/dN=15.77 \times 10^{-10} (\Delta K-26.28)^2 \quad (10)$$

$$T=300\text{ }^{\circ}\text{C}; \text{可靠性 } 99\%, \mu_p=-2.236, \\ da/dN=25.18 \times 10^{-10} (\Delta K-17.05)^2 \quad (11)$$

$$\text{可靠性 } 1\%, \mu_p=2.236, \\ da/dN=19.95 \times 10^{-10} (\Delta K-22.88)^2 \quad (12)$$

$$T=400\text{ }^{\circ}\text{C}; \text{可靠性 } 99\%, \mu_p=-2.236, \\ da/dN=34.01 \times 10^{-10} (\Delta K-10.40)^2 \quad (13)$$

$$\text{可靠性 } 1\%, \mu_p=2.236, \\ da/dN=28.70 \times 10^{-10} (\Delta K-15.75)^2 \quad (14)$$

将疲劳扩展速率试验结果与式(7)—(14)的统计计算结果绘制于图6,可以发现疲劳试验结果都在

可靠性1%~99%的分散带内,说明文中提出的带有可靠性的预测方法具有很高的实用性。

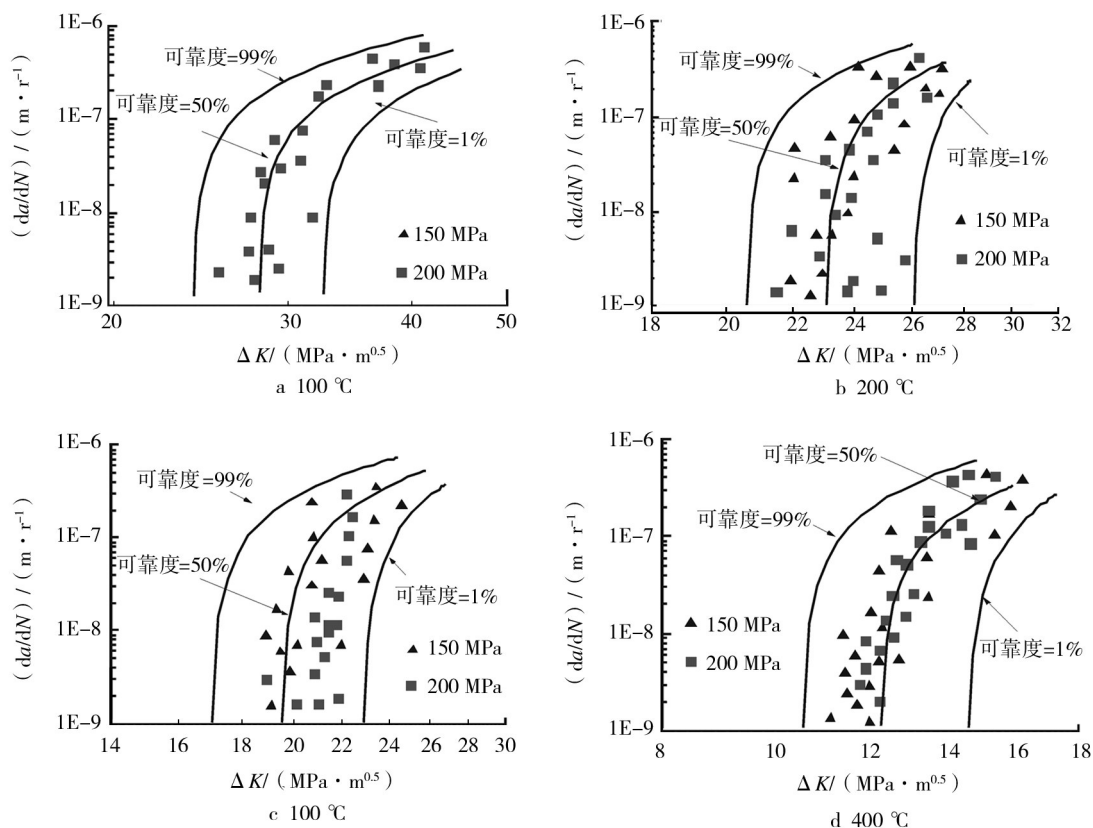


图6 基于可靠性的高温疲劳裂纹扩展速率曲线

Fig. 6 Reliability based fatigue crack growth rate of the alloy under high temperature

3 温度对疲劳断裂断口宏观形貌的影响

在最大应力为200 MPa,温度为300 °C时,6151-T6合金疲劳断裂断口的宏观SEM图片如图7所示,和图8中同样的试件在常温下疲劳断裂断口形貌相比较有着很大的区别。在图8中试件断口上可以看见明显的光滑与粗糙两部分,而在图7中就

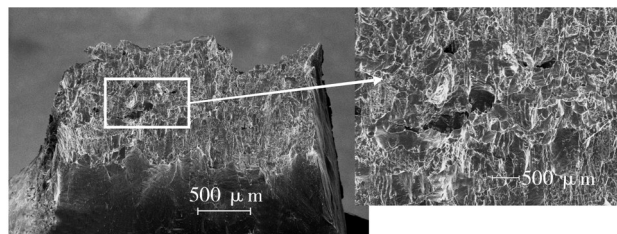


图7 300 °C条件下6151-T6试件疲劳断裂断口宏观形貌
Fig. 7 Fatigue fracture of 6151-T6 specimen in macro-scale in 300 °C

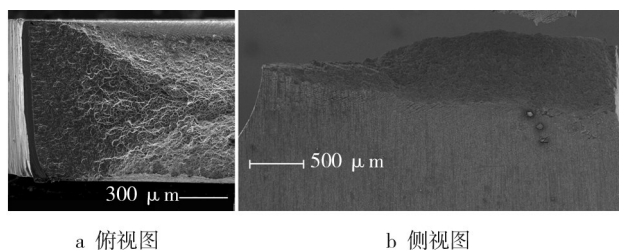


图8 室温下6151-T6试件疲劳断口

Fig. 8 Fatigue fracture image of 6151-T6 specimen under room temperature

根本看不到这种特征,取而代之的是整个断面均十分粗糙。比较图7和图8,可以看出高温下的铝合金试件比常温下的试件有更为明显的颈缩。这意味着高温环境提高了锻造铝合金的韧性,宏观上表现为就是断口变得更粗糙,有较多的塑性变形;微观上表现为断裂方式发生从解理断裂到准解理断裂的转变^[2,11]。

4 结论

1) 6151-T6 高温疲劳裂纹扩展速率可以用 $da/dN=B(\Delta K_{\max}-\Delta K_{th})^2$ 来进行描述。该表达式表明在高温条件下 6151-T6 合金存在疲劳裂纹扩展门槛值,该门槛值会随着温度升高逐步降低。

2) 高温条件下 6151-T6 铝合金疲劳裂纹扩展系数 B 和 ΔK_{th} 疲劳裂纹扩展门槛值服从对数正态分布。

3) 在试验基础上提出一种高温条件下 6151-T6 铝合金裂纹扩展速率的可靠性评估方法,为其高温疲劳寿命评估提供参考。

4) 高温条件下的 6151-T6 铝合金疲劳断口与常温条件下断口相比更为粗糙,材料延性提高,可见更显著的颈缩等塑性变形特征。

参考文献:

[1] ZHENG Xiu-lin, HIRT M A. Fatigue Crack Propagation in

Steels[J]. Engng Fract Mech, 1983, 18(5):965—973.

[2] 高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京:国防工业出版社, 1986.

[3] 苏维国,穆志韬,刘涛,等. 基于损伤检测的腐蚀疲劳寿命预测概率模型[J]. 装备环境工程, 2009, 6(5):33—38.

[4] 郭永基. 可靠性工程原理[M]. 北京:清华大学出版社, 2002:53—62.

[5] 程五一,王贵和,吕建国. 系统可靠性理论[M]. 北京:中国建筑工业出版社, 2010:21—34.

[6] 刘加凯,齐杏林,范志锋. 可靠性强化试验的机理探析[J]. 装备环境工程, 2009, 6(6):36—39.

[7] 高镇同,熊峻江. 疲劳P断裂可靠性研究现状与展望[J]. 机械强度, 1995, 17(3):61—82.

[8] LIARD F. Fatigue of Helicopters Service Life Evaluation Method[J]. Agard Report, 1978, 674:1—15.

[9] 高镇同,熊峻江. 疲劳/断裂可靠性研究现状与展望[J]. 机械强度, 1995, 17(3):61—82.

[10] LI Zhen. Estimation of Fatigue Crack Propagation Rate in Steel[J]. Engng Fract Mech, 1994, 48(3):339—346.

[11] 吕胜利. 铝合金结构腐蚀损伤与评价[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2009:47—48.

2014年《表面技术》杂志征订启事

《表面技术》杂志由中国兵器工业第五九研究所、中国兵工学会防腐包装分会和兵器工业防腐包装情报网主办,创刊于1972年,是全面介绍金属和非金属表面处理技术的中、高级专业技术刊物。

本刊为全国中文核心期刊、中国科技论文统计源期刊(中国科技核心期刊)、中国科学引文数据库来源期刊(CSCD)、中国期刊全文数据库全文收录期刊、《中国学术期刊(光盘版)》入编期刊、RCCSE中国核心学术期刊、中国期刊网全文收录期刊等,并被美国《Chemical Abstracts》、《剑桥科学文摘:材料信息》(CSA:MI)收录。主要报道:材料腐蚀、电镀、化学转化、薄膜、涂料涂装和其它防护技术,相关测试分析,三废治理及环保技术等方面的内容。

《表面技术》杂志辟有研究与探索、应用技术、综述·专论、隐身材料专题、涂料与涂装、标准及检测等栏目,并不定期对读者关注的热点问题开设专栏。

本刊为双月刊,逢双月10日出版。定价36.00元/期,全年定价216.00元。欢迎广大读者订阅。

连续出版物号: ISSN 1001-3660
CN 50-1083/TG

订阅处:本编辑部或全国各地邮局

邮发代号:78-31

地 址:重庆市九龙坡区石桥铺渝州路33号《表面技术》编辑部(400039)

电 话:023-68792193

传 真:023-68792396

网 址:www.bmjs2007.com

E-mail:wjqkbm@163.com